

⑩ 日本国特許庁(JP)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A) 平2-11494

⑤ Int. Cl.⁵
B 64 D 39/02識別記号 庁内整理番号
7615-3D

⑬ 公開 平成2年(1990)1月16日

審査請求 未請求 請求項の数 27 (全12頁)

⑭ 発明の名称 航空機給油装置

⑮ 特 願 平1-38162

⑯ 出 願 平1(1989)2月17日

優先権主張 ⑰ 1988年2月19日 ⑱ 米国(U S) ⑲ 157923

⑳ 1989年1月23日 ㉑ 米国(U S) ㉒ 299885

⑳ 発 明 者 ラルフ、イー、アルデン アメリカ合衆国、カリフォルニア州 90503、トーラン
ン ス、レッドビーム 21901

㉑ 発 明 者 ガイ、ジー、ヴェンネー アメリカ合衆国、カリフォルニア州 93003、ヴェントウ
ーロ ーラ、ソーラストリート 6626

㉒ 出 願 人 ウイツタツカー、コン アメリカ合衆国、カリフォルニア州 91605、ロサンジェ
トロールズ、インコー ルス、サティコイストリート 12838
ボレーテッド

㉓ 代 理 人 弁理士 木村 高久

明 細 書

1. 発明の名称

航空機給油装置

2. 特許請求の範囲

(1) ライン部材と、

中心軸を中心に回転可能に装着されておりライン部材を受容する外面を有するリールと、

ライン部材をリールに対し選択的に出し入れするライン供給装置と、

リールを回転する回転装置と、

リールの外面により支承されておりリールに沿って軸方向にライン供給装置を移動してリールの回転に応じリールの外面からライン部材をほどく移動装置と

を備えた航空機給油装置、

(2) 移動装置はリールを回転可能に受容する開口部を有する往復体であり、ライン供給装置が往復体に装着される滑車となる請求項(1)記載の航空機給油装置、

(3) 滑車にはライン部材を受容する面が形成され、滑車の面はリールの開口部からのライン部材の方向を換えてリールの軸線に対し巻いたりほどいたりすることを可能とするよう形成されてなる請求項(2)記載の航空機給油装置、

(4) ライン部材と、

中心軸を中心に回転可能に装着されておりライン部材を受容する外面を有するリールと、

ライン部材をリールに対し選択的に出し入れするライン供給装置と、

リールを回転する回転装置と、

リールの外面により支承されておりリールの外面に形成される螺旋溝と係合しリールに沿って軸方向にライン供給装置を移動しリールの回転に応じリールの外面にライン部材を巻く移動装置と

を備えた航空機給油装置、

(5) 移動装置はリールを回転可能に受容する開口部を有する往復体であり、ライン供給装置が往復体に装着される滑車となる請求項(4)記載の航空機給油装置、

(6) 移動装置には更に複数のローリング部材が包有され、ローリング部材は往復体の開口部の内面に設けられリールの外面の螺旋溝と係合してなる請求項(5)記載の航空機給油装置。

(7) 滑車にはライン部材を受容する面が形成され、滑車の面はリールの側部からのライン部材の方向を変えてリールの軸線に対し巻いたりほどいたりすることを可能とするよう形成されてなる請求項(6)記載の航空機給油装置。

(8) 移動装置には往復体がリールの軸線を中心に回転することを防止する非回転装置が包有されてなる請求項(6)記載の航空機給油装置。

(9) ライン部材がホースでなる請求項(8)記載の航空機給油装置。

(10) 長手胴部材と、

航空機に対し長手胴部材を付設する付設装置と、
ホースと、

長手胴部材内で長手胴部材の長手方向に沿って延びる軸を中心に回転可能に設けられ、且つホースを受容する外面を有するリールと、

長手胴部材内で長手胴部材の長手方向に沿って延びる軸を中心に回転可能に設けられ、且つホースを受容する外面を有するリールと、

リールの実質的に円周部に沿って延びる内面を有しておりリールにより支承される往復体と、

往復体がリールの軸線を中心に回転することを防止する非回転装置と、

往復体により支承されておりリールの外面に対しホースを案内する滑車装置と、

リールを回転してリールの外面にホースを巻く回転装置と、

リールの外面の螺旋溝と協働して往復体及び滑車装置をリールに沿い軸方向に移動する移動装置と

を備え、滑車装置にはホースを受容する面が形成され、滑車装置のホースを受容面を介してリールの側部からリールの軸方向へとホースの方向が変更されてなる航空機給油装置。

(14) 移動装置が往復体の内面に設けられてなる請求項(13)記載の航空機給油装置。

リールに対しホースを出入可能に供給し且つリールの側部からリールの軸線方向へとホースの方向を変更する滑車装置と、

滑車装置を支承しまたリールの外面で支承されてなり、リールの回転に連れリールに沿って軸方向に滑車装置を移動する移動装置を包有する往復体と、

リールを回転しリールの外面にホースを巻く回転装置と

を備えた航空機給油装置。

(11) 移動装置が回転装置と同期化され滑車装置を所定速度で移動してリールの外面に1層をなすようホースを連続的に巻いてなる請求項(10)記載の航空機給油装置。

(12) 更に往復体がリールの軸線を中心に回転することを防止する非回転装置を備えてなる請求項(10)記載の航空機給油装置。

(13) 長手胴部材と、

航空機に対し長手胴部材を付設する付設装置と、
ホースと、

(15) 往復体の内面にはリールの外面の溝に相当する螺旋溝が形成され、リールの溝は往復体の螺旋溝と係合してチャンネルが形成され、また移動装置には更にチャンネル内にローリング部材からなる少なくとも1個の回路が包有されてなる請求項(13)記載の航空機給油装置。

(16) 非回転装置には往復体から延びる延長部材とリールに沿い軸方向に伸びリールに配設される案内装置とが包有され、延長部材と協働してリールの軸方向の移動を制限して往復体の回転を防止してなる請求項(13)記載の航空機給油装置。

(17) 滑車装置には往復体に回転可能に装着されるプーリが包有され、プーリの平面がリールの外面に対し実質的に接してなる請求項(13)記載の航空機給油装置。

(18) 長手胴部材と、

航空機に対し長手胴部材を付設する付設手段と、
ホースと、

長手胴部材内で長手胴部材の長手方向に沿って延びる軸を中心に回転可能に設けられ、且つホー

スを受容する外面を有するリールと、

リールを受容する開口部を形成する内面を有しておりリールにより支承される往復体と、

リール側から外側へ往復体から延びる延長部材と、

長手胴部材内にリールに沿って軸方向に延びており、延長部材と協働してリールに沿う方向の移動を制限する案内部材と、

延長部材に回転可能に装着されるプーリと、

リールを回転してリールの外面にホースを巻く回転装置と、

ローリング部材を連続的に循環させるチャンネルからなる少なくとも1個のチャンネル回路と

を備え、往復体の内面にはリールの外面の螺旋溝に相当する少なくとも1個の螺旋溝が形成され、プーリの外面はホースを受容し且つリールの側部からリールの軸線へ方向にホースの方向を変更すべく配置され、チャンネルはリールの外面の相当する螺旋溝と往復体の内面とにより区画され、リールの回転の際ローリング部材を介し非回転往

復体が長手方向に移動されてなる航空機給油装置、

(19) 長手胴部材と、

長手胴部材を航空機に対し付設する付設装置と、

長手胴部材の先端部に配設されており空気による長手胴部材の移動により作動されるタービンと、

タービンの出力部と接続される電気モータと、

入口端部と出口端部とを有するホースと、

長手胴部材内に回転可能に設けられておりホースを装着するリールと、

リールを回転してリールの外面にホースを巻かせる回転装置と、

リールのホースを供給しリールの回転方向に従ってリールの外面に対しホースを巻いたりほどいたりする供給装置と

を備え、リールの外面にはホースが受容され、ホースの入口端部はリールと連結され、回転装置には少なくとも1個の電気モータが包有され、モータは発電機からの電力により作動され、供給装置がリールにより支承されてなる航空機給油装置、

(20) 更に、信号指令に応動して回転装置を制

御しホースを引き出させ燃料補給中ホースの張力を一定値に維持し燃料補給の完了後にはホースを引っ込ませる制御装置を備え、制御装置により更に燃料ポンプが制御され補給燃料の速度及び量が監視されてなる請求項(19)記載の航空機給油装置、

(21) 制御装置には発電機からの電力を受けるマイクロプロセッサが包有されてなる請求項(20)記載の航空機給油装置、

(22) 制御装置には更に航空機給油装置の電気素子の状態を前以てチェックする診断装置が包有されてなる請求項(19)記載の航空機給油装置、

(23) ライン部材と、

ライン部材を装着する外面を有するリールと、

リールの外面の一部に沿って形成され、リールの外面にライン部材を装着する最初のライン装着路を区画する螺旋状凹部と、

リールに対しライン部材を選択的に供給する供給装置と

を備える航空機給油装置、

(24) 螺旋状凹部の深さがライン装着路の始め

に最大でそれから零まで次第に減少されてなる請求項(23)記載の航空機給油装置、

(25) 螺旋状凹部が外面の1/4以下に沿って延びてなる請求項(24)記載の航空機給油装置、

(26) 螺旋状凹部が1-2回転に亘って延びてなる請求項(25)記載の航空機給油装置、

(27) ホースと、

回転可能に装着されるリールと、

リールを回転してリールの外面にホースを巻かせる回転装置と

を備え、リールの外面には外面の一部に沿って延びる螺旋状凹部が形成され、リールに装着するための最初のホース装着路が螺旋状凹部により区画されてなる航空機給油装置、

3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本願は1988年2月19日付けで出願された特許出願第07/157,923号の一部継続出願である。

本発明は航空機給油装置、特に運搬航空機から

対象航空機へ燃料を供給するホースを出し入れするリール装置を備えた航空機給油装置に関する。
(従来の技術および発明が解決しようとする課題)

航空機の燃料補給は航空機の飛行時間や飛行距離を大幅に延ばす。一方飛行中での補給によれば、地上での補給の場合の離着陸に要する長い時間が除去出来るので補給時間が短縮できる。また航空機の燃料消費は航行中より上昇中での燃料消費の方が大幅に多いので、燃料が節約出来る。この結果、飛行中の燃料補給によれば、地上での燃料補給に比べ同一距離を飛行するのに時間を短縮し燃料を節約出来る。更に飛行中の燃料補給によれば、地上補給設備に左右されず、かかる補給設備が得られない地域を越えて飛行距離を延ばすことが出来る。

従来の航空機給油装置は輸送航空機内に直接設けることができるが、殆どの場合輸送航空機の外部の腹部に付設される。このため航空機給油装置を付設出来る航空機はすべて輸送航空機として使用出来、特別な燃料補給航空機は不要となる。航

置される。一方、補給中飛行機を安全距離離開するに十分な長さのホースを収納するためには、リールは比較的長くホースもそのリールの外周部に複数層をなすように巻かれなければならない。このため横断方向に装着されたリールは大きな断面積を有する航空機給油装置のみしか収納出来ず、従って多くの航空機には取り付けことは出来ない。また、ホースを何重にも巻くので、下の層のホースは潰れ易くなりホースが損傷しやすくなる。下層ホースに損傷が生じて、目視でのチェックが困難であり航空機給油装置が実際に作動されて初めて発見されることになる。かかる損傷が生じると、燃料補給出来ず、飛行任務を中断せねばならず補給対象飛行機は安全に着陸するに十分な燃料が与えられないことになる。

他種の従来の航空機給油装置によれば、回転軸が引き出しホースに対しほぼ平行なホースリールが内蔵される。このため長いリールを使用出来、所定の長さのホースを一層で巻くことが出来るが、リールドラムの胴部から出るホースの方向を変え

航空機給油装置には、補給燃料を航空機給油装置内に収める湿式と外部燃料補給を要する乾式とがある。

従来の航空機給油装置では、燃料補給は輸送航空機から燃料補給用ホースを引き出し接続することにより達成される。ホースの引出端部は補給対象の航空機の接続器と連結可能な感圧式ドロージとして形成される。2機の飛行機は互いに横並びして連結され、ドロージと接続器とを連結してホースを介し輸送飛行機から補給対象の飛行機へ燃料が補給される。燃料補給が完了すると、2機の飛行機の連結は解除されホースは収納される。従来の航空機給油装置では、ホースの出し入れを容易にするためのリール装置が使用されていた。この場合、ホースはドラム状のリールの外周部に巻かれる。ホースはリールを回してホースをほどくようにして引き出され、巻く場合にはリールを逆方向に回して巻戻される。

従来の他の種類の航空機給油装置では、リールの回転軸がホースの引出方向に対し横断方向に配

てホースリールの軸方向に沿って巻かせるための供給装置を設ける必要が生じる。かかる供給装置は従来往復体と滑車とにより構成されていた。かかる供給装置には通常、往復体及び滑車を適所に支承するために多くの支承ビームや案内レールが必要である。かかる支承ビームや案内レールは航空機給油装置内のリールの長手に沿って設けられるので、航空機給油装置の断面積は極めて大きくなり他種類の航空機に使用出来ない。

現在入手出来る航空機給油装置では、リールの回転駆動動力は油圧装置に依存している。このため油圧装置は構造上どうしても寸法及び重量が大きくなり保守が大変となる。更に航空機給油装置を作動する前にこの油圧装置の作動状態をチェックすることは極めて困難である。

本発明の1目的はリールにホースをコンパクトに巻くことが出来、断面積も比較的小さくでき小型の飛行機にも採用しうる航空機給油装置を提供することにある。

本発明の他の目的は可動構成部材数が少なくて

済み構造が簡単に出来製造も容易な航空機給油装置を提供することにある。

本発明の別の目的はリール機構によりホースが潰れたり不当な摩擦や摩損を受ける事がなく且つ目視チェック可能な航空機給油装置を提供することにある。

本発明の更に他の目的は信頼性が高く保守が容易で更に、前以て作動する事なく作動状態をテスト可能な航空機給油装置を提供することにある。

本発明の更に別の目的はホースの強力を比較的一定値に維持し、パイロットの最小限の負担で所望の燃料補給を効果的に実行する自動制御による航空機給油装置を提供することにある。

(課題を解決するための手段および作用)

本発明によれば、ホースは入口端部と出口端部とを有し、ホースの入口端部は円筒状のリールの外面に付設される。リールには、その外面にホースを巻いたりほどいたりするための回転機構が具備される。リールの外面には螺旋溝が形成され、螺旋溝はホースの入口端部が付設される位置から

開始されリールの外面の一部に沿って伸び、リールの周囲にホースが巻かれる際のホースの開始路が区画される。リールにより非回転往復体が支承され、往復体によりリールの円周部を囲設され、往復体はリールが回転するにつれリールに沿って軸方向に移動する。往復体には滑車が付設され、滑車はその外面にホースを受容しリールの側部からのホースの方向を変えてリールの回転軸に対しホースを巻いたりほどいたりするよう機能する。

このホース・リール装置は飛行機に直接装着可能であるが、特に航空機給油装置に好適に使用される。

リールを介し往復体が支承され且つ往復体の軸方向の起動力が与えられるので、支承ビームやネジ付きロッドを外部にに取り付ける必要がない。このため現在入手し得る航空機給油装置より本発明の航空機給油装置はその断面積を小さくしうる。

(実施例)

第1図には本発明の好ましい実施例による航空機給油装置10が略示されている。航空機給油装

置10は外觀が従来の空気力学に沿った設計にされ、航空機給油装置10には輸送用航空機への取付のための取付耳部12、14が具備される。取付耳部12、14は航空機に対して標準の外部燃料タンクや武器システムを取付可能なものである。したがって、航空機給油装置10はかかる標準の取付耳部を取付可能な多くの航空機に付設可能である。

航空機給油装置10には、第2図に更に詳しく示されるように、電気接続部16と空気供給部18と燃料供給部20とが設けられ、かかる接続部を介し航空機給油装置10が対応する輸送用航空機と好適に接続される。

これら接続部は標準型であることが好ましい。

図示の実施例の航空機給油装置10はモジュラ構成にされる。即ち、航空機給油装置10は前部隔壁22、中間部隔壁部24及び後部隔壁部26により複数部分に区切られる。区切られた各仕切部は、それらの内部の保守や修理の目的で航空機給油装置10の実質的に長手方向にそって延び

るドア(図示せず)を介し容易に接近可能である。

航空機給油装置10の前方端部には航空機給油装置10の動力源として機能するラムエヤータービン28が配設されている。ラムエヤータービン28の代わりに、ダクト式タービン(図示せず)や他の種類の好適な動力源も採用可能である。タービン出力シャフト30は動力出力ギヤ装置32と連結され、動力出力ギヤ装置32自体は前部隔壁22内に配置される。動力出力ギヤ装置32には、発電機34を駆動して航空機給油装置10の作動に必要な電力を出力する複数のギヤが内蔵されている。動力出力ギヤ装置32はまた電気クラッチ36を介し燃料ポンプ38と連結される。発電機34及び燃料ポンプ38もまた前部隔壁22に装着される。図示の潤滑式航空機給油装置の場合、前部隔壁22と中間部隔壁24との間の空間には補給する燃料が貯蔵されている。必要なら、航空機給油装置の外部に更に燃料を貯蔵できる。この場合、外部に貯蔵された燃料は燃料供給部20を介し一旦前記内部燃料貯蔵部に導入されてそ

こから対象航空機に給油される。一方、乾式航空機給油装置(図示せず)の場合、給油する燃料は総て外部に貯蔵され燃料供給部20を介し直接燃料ポンプへと送られる。

いずれの場合でも、燃料は燃料ポンプ38から燃料路40を経て入力燃料取付具42へと送られる。第3図に明示されるように、入力燃料取付具42は中間部隔壁部24を貫通し延びており、入力充気室58を介しホース44の入力端部と連通される。円筒リール52の前方端部は入力燃料取付具42上に回転可能に装着されている。入力燃料取付具42にはフランジ48が形成され、フランジ48は複数のボルト50により中間部隔壁部24に対し固設されているので、円筒リール52の前方端部は入力燃料取付具42上に安定且つ回転可能に装着される。リール52にはホース44が装着され、リール52自体はダブルベアリング54により入力燃料取付具42に装着されているので、リール52は確実に自在に回転可能となる。ベアリングの内部レースは入力燃料取付具42に

より支承され、入力燃料取付具42自体は入力充気室58により形成されるチャンバ58内にリール52の前方壁を短距離だけ越えて延びている。入力充気室58のフランジ62はリール52の前方壁の内側面と面一である。ダブルベアリング54の外側レース及び入力充気室58のフランジ62によりリール52の端壁部が囲設され、ダブルベアリング54とフランジ62とリール52とを貫通する複数のボルト64を固く締め付けることによりダブルベアリング54の外側レース及び入力充気室58のフランジ62が固定される。二重密封部60は燃料がチャンバ56から漏れたりダブルベアリング54に達することを防止するため設けられる。同時に、二重密封部66を用いて入力充気室58からの漏れが防止される。入力充気室58には、入力燃料取付具42の端部を囲設し且つ入力燃料取付具42からホース44の入力端部との付設場所であるリール52の外側面へと半径方向に離れて延びるチャンバ56が形成されている。このため、固定の入力燃料取付具42から

リール52上に装着されるホース44へと延びる漏れのない導管が与えられることになる。

リール52はその回転軸が航空機給油装置の軸線に対しほぼ平行となるべく中間部隔壁部24から後部隔壁部26へと延びている。リール52を回転する駆動力は後部隔壁部26に固定されたギア装置74に付設されているモータ70、72(第2図参照)から得られる。モータ70、72は出力と重量との比が高いものが採用される。かかる用途には、希土類磁石を用い裏返し(inside out)構成のモータが特に好ましい。モータ70、72はギア装置74と連結され、ギア装置74自体は異なるモータ速度を組み合わせで出力シャフトに各モータの入力トルクにほぼ等しいトルクを発生する。かかる構成のため、一方のモータが故障しても残りのモータにより半分の速度で給油を実行出来るので信頼性が向上される。ギア装置74の出力シャフト76はリール52の後方端部と係合されて且つリール52を支承している。

以上本発明を図示の構成に沿って詳しく説明し

たが、本発明は各種実施例として実施可能であることは明らかであろう。

図示の実施例のリール52の外側部78にはホース44が装着される。更に詳述するに、リール52の外側部78には断面が半円等の好適な形状の螺旋溝80が形成されている。螺旋溝80のピッチはホース44の外径にほぼ等しい。リール52が回転されるにつれその回転方向によりホース44がリール52の外側部78に巻かれたりほどかれたりされる。ホース44の自由端部は給油対象の航空機の接続器(図示せず)と連結可能なドロージ82(第2図参照)として形成される。ホース44はリール52からほどかれ、ホース44のドロージ82が航空機給油装置10の後部から引き出されて補給する航空機と連結され燃料が漏れなく供給される。

ホース44が巻かれあるいはほどかれる際ホース44がリール52上の適所に配置されるべく、ホース44がリール52から離れる位置で外面部78に対しほぼ接する平面内にリール52に隣接

して滑車84が配置され、滑車84自体は可動往復体88に装着されている。滑車84はプーリ状の部材であり外面はホース44を受容すべく溝付けされる。ホース44は滑車84の外周部にその一部に亘り巻かれ且つその巻き方向はリール52の横断方向から変化されるので、ホース44はリール52の軸線に対し好適に巻いたりほどいたりしてドロージ82を引き出したり再び収納したり出来る。このように配置された滑車84の一部にホース44が巻かれており、ホース44がリール52の外周部から離れる際、引き出したり再び収納したりする方向が円滑に変化される。

ホース44のリール52から離れる方向が変化される際ホース44に生じる摩擦や摩損を減少するため、滑車84が中央シャフト88を中心に自在に回転可能にベアリング85(第4図参照)に装着される。中央シャフト88は一端部にフランジ90を形成した片持部材である。中央シャフト88はフランジ90に設けられた穴を貫通する複数のリベット92により可動往復体86に固設さ

れる。

図示の実施例の可動往復体86はリール52を囲設するカラー部材である。このように、可動往復体86及び滑車84はリール52により支承されるので、余分な支承構造体が不要となる。可動往復体88の寸法は、リール52が可動往復体86内で自在に回転可能となるべく決定される。第6図に点線で示すように可動往復体86の内面には複数の螺旋溝94が形成されている。各螺旋溝94の断面は半円等の好適な形状であり、螺旋溝94の寸法はリール52の外面部78の螺旋溝80とほぼ同じである。また各螺旋溝94のピッチもリール52の外面部78の螺旋溝80のピッチに等しい。一方第6-7図に示すように、可動往復体86の螺旋溝94は連続する螺旋状ではなく各螺旋溝94が延長されれば連続する螺旋を描くであろうように配置される。可動往復体86は、可動往復体86の溝及びリール52の溝が第7図のように円形断面を有し分離した螺旋溝96をなしている。第5図に明示するように、各螺旋溝9

6には直径が円形溝96の直径に等しい複数の球体98が収められている。可動往復体86上の外部導管100も球体98と同じ直径を有し球体98を収納している。外部導管100を介し螺旋溝96の開始部分と螺旋溝96の他端とが連結されるので、球体98が連続的に循環する複数の独立した連続回路が形成されることになる。球体98の摩擦は極めて小さいので、全くボールナット装置のように非回転の可動往復体86のリール52内を自在に回転出来る。

リール52が回転されると、球体98はリール52の外面部78及び可動往復体86の螺旋溝94と協働して可動往復体86が軸方向に移動される。即ち、可動往復体86は1回転当り1個のホースの直径に相当する距離だけリール52に沿って軸方向に移動する。このため、滑車84が滑車84に連続的に巻かれているホース44に隣接してホース44を配置し且つリール52の外周部78にホース44が一層のみ巻かれる。

第4図を参照するに、可動往復体86を回転し

ようとする力を阻止するため、滑車84を貫通して中央シャフト88が延び、中央シャフト88の末端部には自在に回転可能に支承する支承面102が形成されている。溝104は航空機給油装置10内でリール52に軸方向に沿って延びるように設けられる。溝104は支承面102と係合してリール52に軸方向に沿っての溝104の移動が制限される。

第8-9図に示す他の実施例によれば、可動往復体86の延長部材106により可動往復体86の回転が防止される。延長部材106にはロッド108を通す穴が設けられ、ロッド108は航空機給油装置10内をリール52を軸方向に延びて装着される。このため、可動往復体86がリール52の軸を中心に回転することが防止される。

第10-11図に示す更に別の実施例によれば、リール52の外面にはホース44を受容するための螺旋状凹部124が形成されるが、螺旋状凹部124はリール52の全長に亘り延びていない。ホース44が入力充気室58と付設される位置で

螺旋状凹部124の深さは最大となっている。螺旋状凹部124の深さは、螺旋路に沿って螺旋状凹部124が終わるまでこの最大深さ位置から次第に減少されている。螺旋状凹部124はリール52の約1-2回転でリール面の最初の部分のみに亘って延びることが好ましい。このため、螺旋状凹部がその全長に亘って延びる場合よりリールの製造が極めて容易となりまた応力の集中を受けにくくなる。

ホース44がリール52の周囲に巻かれる際螺旋状凹部124によりホース44が正しい案内溝路に押し込まれることが望ましい。更に螺旋状凹部124のため、ホース44がリール52の周囲に巻かれる際入力充気室58との連結部を弱めたりホース44を絡ませるよう作用するホース44の横方向の力が阻止される。螺旋状凹部124のかかる有効性はホース44の入力端部で螺旋状凹部124の深さを最大にすることにより増進される。かかる構成のため、ホース44と入力充気室58との連結部での支承载力が最大にされ、リール

52の周囲にホース44が最初に巻かれる際の案内力が最大にされる。この最初の巻き作用に続くホース44の巻き作用には所定の支承载力が与えられホース44が好適に案内されるので螺旋状凹部が不要となる。

更に詳述するに、第10-11図に示す螺旋状凹部124の最大深さはホース44の外径にほぼ等しいが実際にはこの最大深さは実状に従って変更されうる。例えばある場合には、所定の支承载力を得るのに最大深さはホース44の外径の約1/10にされる。

リールの螺旋状凹部を次第に減少する構成は各種巻き機構に好適に採用出来ることも理解されよう。従ってかかる構成のリールの使用は上記した可動往復体や滑車のみに限定されるものではない。

本実施例の航空機給油装置は第2図に示すような電子制御装置110により制御されることが特に望ましい。電子制御装置110は圧力変換機112、流量変換機114、ギア装置74内に設けられる位置変換機、及びギア装置74内に設けら

れるホース張力センサからデュアル信号を入力する。電子制御装置110には、入力信号をモニターし電気クラッチ86、遮断バイパス弁118、及び電子制御回路装置120、122に好適な制御信号を与えるマイクロコンピュータや周辺回路が内蔵されている。理想的には、上記各センサがデュアル冗長信号を出力して信頼性を増加することが望ましい。電子制御装置110にはまた、図示の航空機給油装置の重要な電気部材総てを飛行前に診断チェックする回路も内蔵することも出来る。

本発明は図示の実施例に限定されるものではなく特許請求の範囲の技術的思想に含まれる設計変更を包有することは理解されよう。

4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明の好ましい実施例による航空機給油装置の、航空機に装着された状態を示す概略図、第2図は第1図の航空機給油装置の内部を示す斜視図、第3図は第2図の航空機給油装置の部分断面図、第4図は第3図の線4-4に沿っての

断面図、第5図は第3図の線5-5に沿っての断面図、第6図は第3図の線6-6に沿っての断面図、第7図は第3図の航空機給油装置のホースリールと可動往復体との間に形成される溝の部分斜視図、第8図は本発明の他の実施例としての航空機給油装置の部分斜視図、第9図は第8図の線9-9に沿っての断面図、第10図は本発明の別の実施例としてのリール端部の断面図、第11図は第10図の線11-11に沿っての断面図である。

10…航空機給油装置、12…取付耳部、14…取付耳部、16…電気接続部、18…電気供給部、20…燃料供給部、22…前部隔壁、24…中間部隔壁部、26…後部隔壁部、28…ラムエヤータービン、30…タービン出力シャフト、32…動力出力ギヤ装置、34…発電機、36…電気クラッチ、38…燃料ポンプ、40…燃料路、42…入力燃料取付具、44…ホース、48…フランジ、50…ボルト、52…リール、54…ダブルベアリング、56…チャンバ、58…入力充気室、60…二重密封部、62…フランジ、64

…ボルト、66…二重密封部、270…モータ、
 72…モータ、74…ギア装置、76…出力シャ
 フト、78…外周部、80…螺旋溝、82…ドロ
 ー、84…滑車、86…可動往復体、88…中
 央シャフト、90…フランジ、92…リベット、
 94…螺旋溝、96…螺旋溝、98…球体、10
 0…外部導管、102…支承面、104…溝、1
 06…延長部材、108…ロッド、110…電子
 制御装置、112…圧力変換器、114…流量変
 換器、118…遮断バイパス弁、120、122
 …電子制御回路装置、124…螺旋状凹部。

出願人代理人

木村高久



図面の浄書(内容に変更なし)

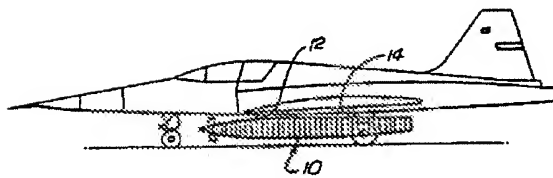


Fig. 1

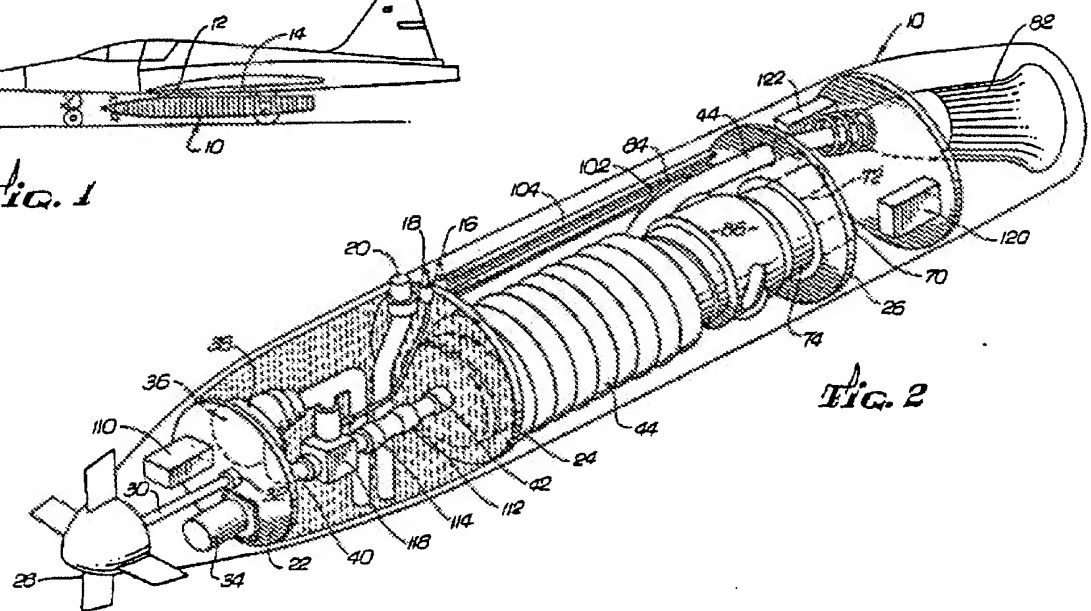


Fig. 2

Fig. 3

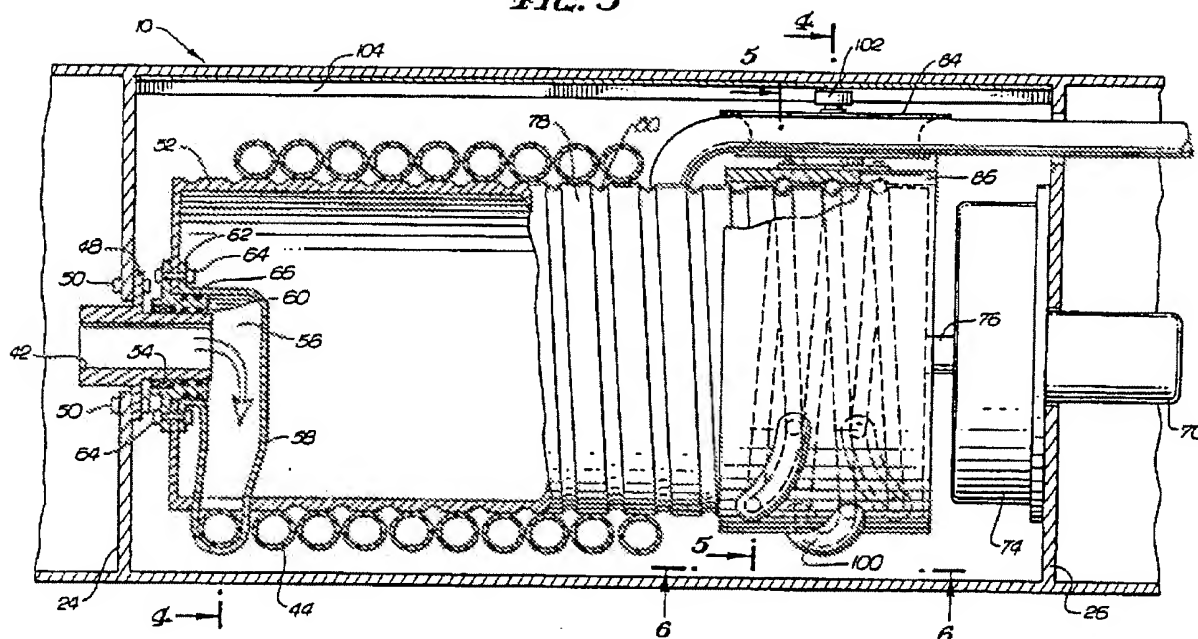


Fig. 4

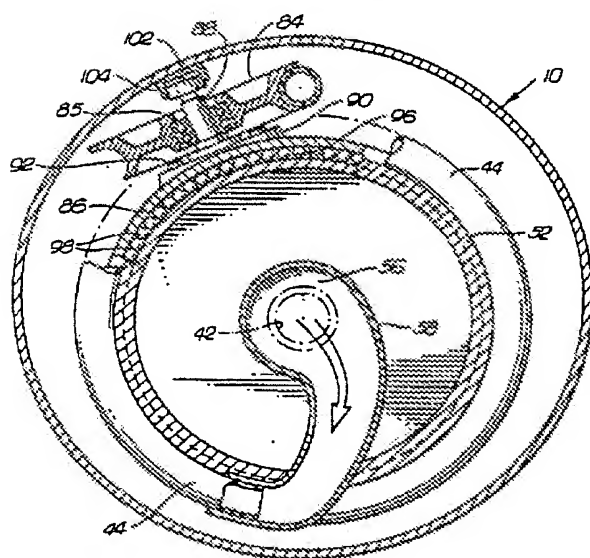


Fig. 5

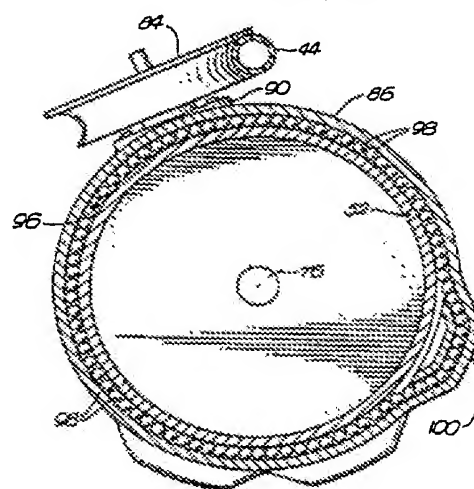


FIG. 6

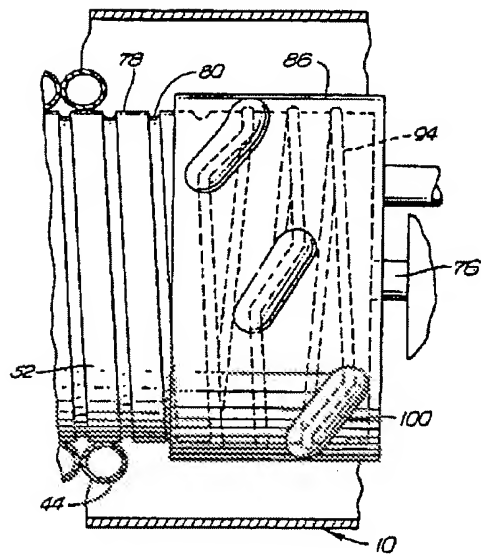


FIG. 7

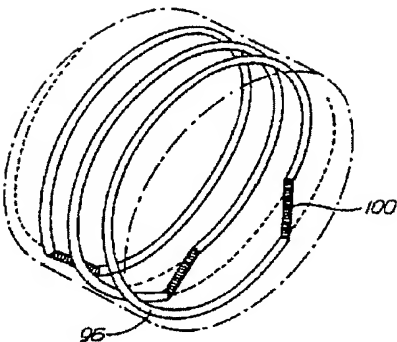


FIG. 8

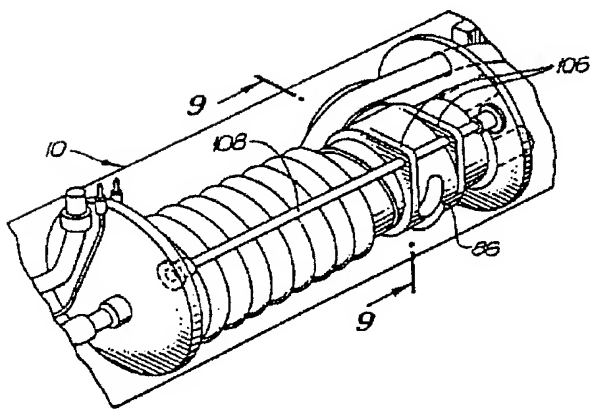
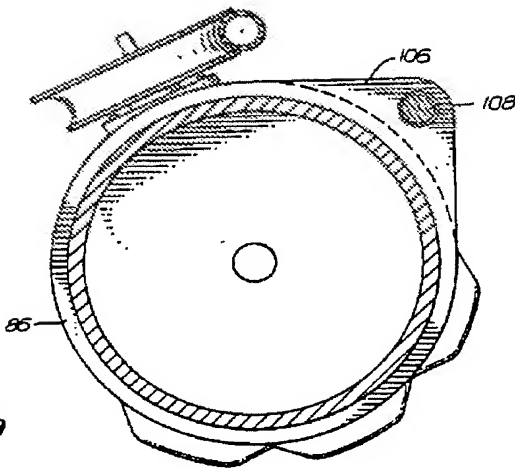
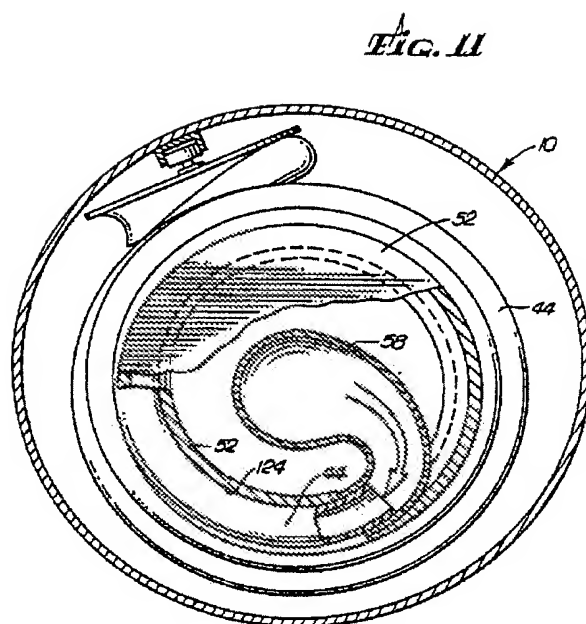
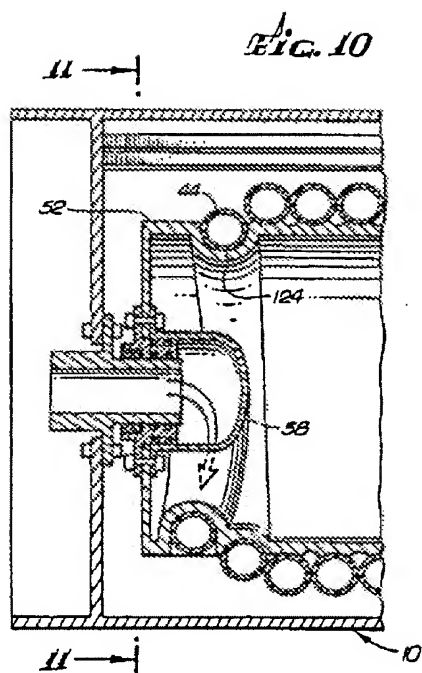


FIG. 9





手続補正書 (方式)

平成1年6月8日

特許庁長官 殿



1. 事件の表示

平成1年特許願第38162号

2. 発明の名称

航空機給油装置

3. 補正をする者

事件との関係 特許出願人

ウィットカー、コントロールズ、インコーポレーテッド

4. 代理人

(〒104) 東京都中央区銀座2丁目11番2号

銀座大作ビル6階 電話 03-545-3508 (代表)

7105 弁理士 木村 高久



5. 補正命令の日付

平成1年5月15日

(発送日 平成1年5月30日)

6. 補正の対象

図面

7. 補正の内容

願出に最初に添付した図面の浄写・別紙のとおり

(内容に変更なし)

